



Bauweisen- und Faserkeramik-Kolloquium 2010,
26. Oktober, DLR-Stuttgart

Perspektiven von Faserverbundtechnologien in effusiv gekühlten Raketenbrennkammern

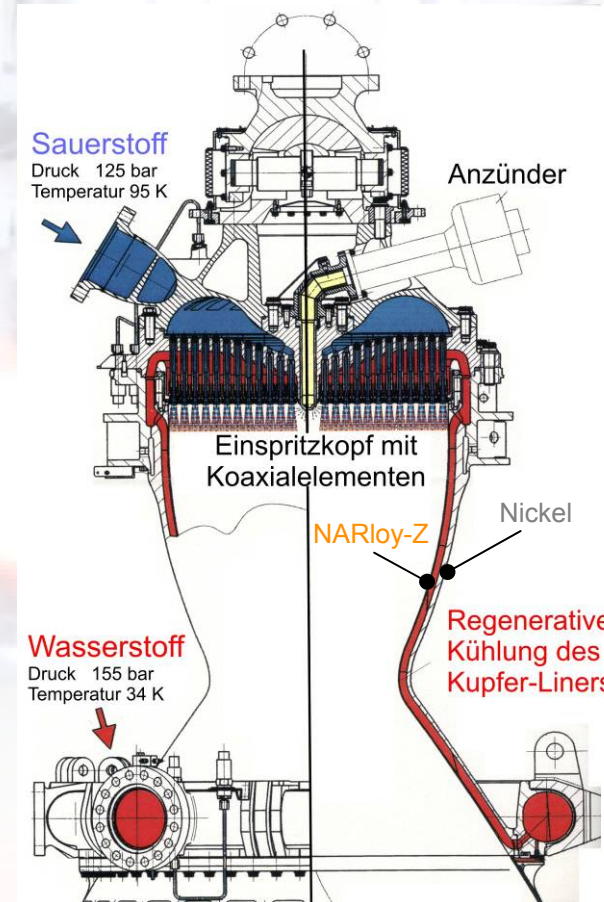
DLR-ST, Institut für Bauweisen- und Konstruktionsforschung
M. Ortelt*, H. Hald, A. Herbertz, M. Selzer, M. Kuhn, H. Elsäßer, I. Müller



Inhalt

1. **Typische Werkstoffe und Bauweisen in kryogenen Raketenantrieben am vergleichenden Beispiel Vulcain-1**
2. **Technologieansatz zu faserverbundkeramischen Raketenantrieben im DLR**
3. **Systemtechnische Randbedingungen**
4. **Numerische Grundlagensimulationen**
5. **Experimentelle Untersuchungen**
6. **Umsetzung einer integralen Faserverbundbrennkammer im DLR**
7. **Zusammenfassung**
8. **Ausblick**

1. Grenzbereiche für Werkstoffe in kryogenen Raketenantrieben



Metallische Vulcain 2 - Schubkammer der kryogenen Ariane 5 Unterstufe

1. Grenzbereiche für Werkstoffe in kryogenen Raketenantrieben

Eigenschaften typischer metallischer und keramischer Werkstoffkandidaten

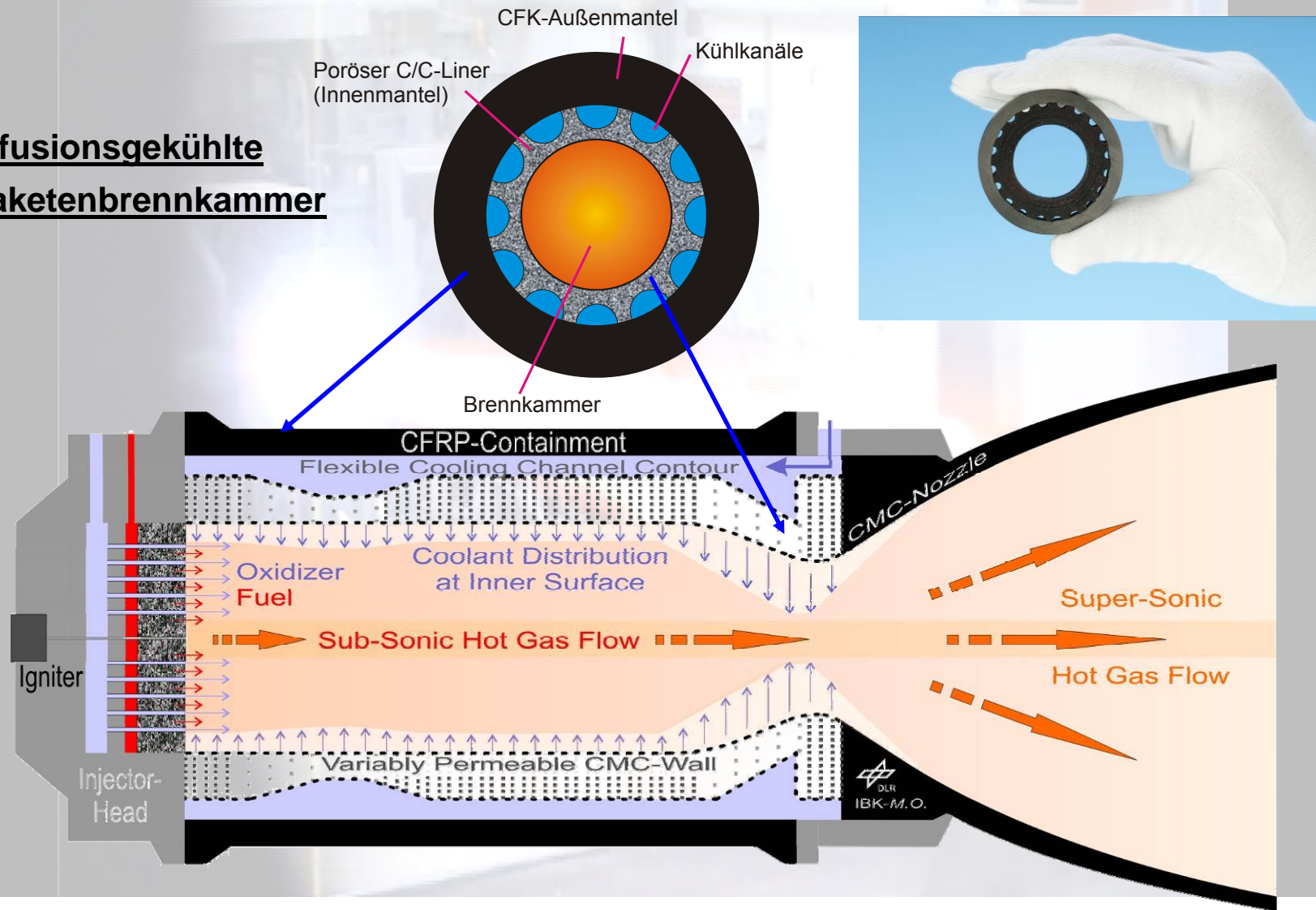
		Innenliner		Legierung	Tragmantel		
		AvA-Z-ISC	C/C		NARloy-Z	CFK	Nickel
Faser		99,9% Al ₂ O ₃	C (HTA)			HTA	
Matrix		93% Al ₂ O ₃ 7% 8YSZ	C		CuAgZr 96,5 / 3 / 0,5	Epoxy	Ni
Zugfestigkeit	MPa	80 - 100	50 (multitrop)		192 (RT) 122 (800 K)	~ 650	~ 350 70 (1000 K)
Druckfestigkeit	MPa	-	> 80 (planar)			~ 800	
E-Modul	MPa	50000 (planar)	6000 (quer)		127 (RT) 90 (800 K)	65000	
Wärmeausdehnung	10 ⁻⁶ 1/K	8	~ 0		17,2		
Wärmeleitfähigkeit	W / mK				310		58
Daueranwendungstemperatur	°C	1250 oxidativ	< 900 H ₂ > 2000 inert		~ 530	120	
Dichte	kg/dm ³	~ 2,7	1,3		9,3	1,8	8,9

DLR-KSK

Vulcain 1 DLR-KSK Vulcain 1

2. Technologieansatz zu faserverkeramischen Raketenantrieben im DLR

Effusionsgekühlte Raketenbrennkammer



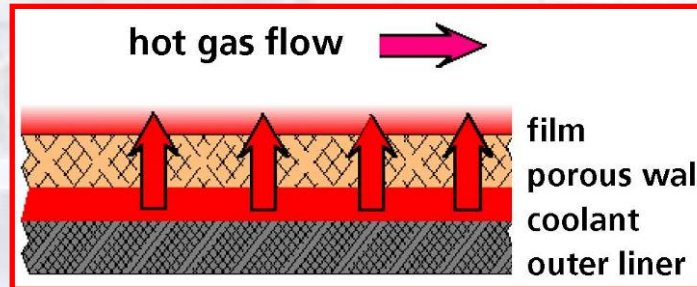
2. Technologieansatz zu faserkeramischen Raketenantrieben im DLR

Technologieverwandte Projektvernetzungen

- KSK (im nationalen Forschungsnetzwerk Propulsion 2010)
 - Keramische Brennraumkomponente in Verbindung mit API-Metallkopf
 - Ziel: Prinzipielle Funktionalitätsdemonstration (ROF 5,5 / $p = 80$ bar) am Europäischen Forschungs- u. Technologieprüfstand P8
- ATLLAS (EU-Projekt)
 - Untersuchungen von transpirativ gekühlten Faserkeramiken in Raketenbrennkammern innerhalb einer Kerosin-Sauerstoff-Umgebung
- SHEFEX / IMENS
 - Aktive CMC-Kühlung im Re-Entry

2. Technologieansatz zu faserverkeramischen Raketenantrieben im DLR

Aspekte zur Triebwerks-Performance



Effusionskühlung
→ Zusatzeintrag LH2

Triebwerksschub F
aus der Impulsbilanz

$$F = v_e \cdot \dot{m} + (p_e - p_a) \cdot A_e$$

Erhöhung von v_e führt zu einer linearen
Zunahme des Schubes

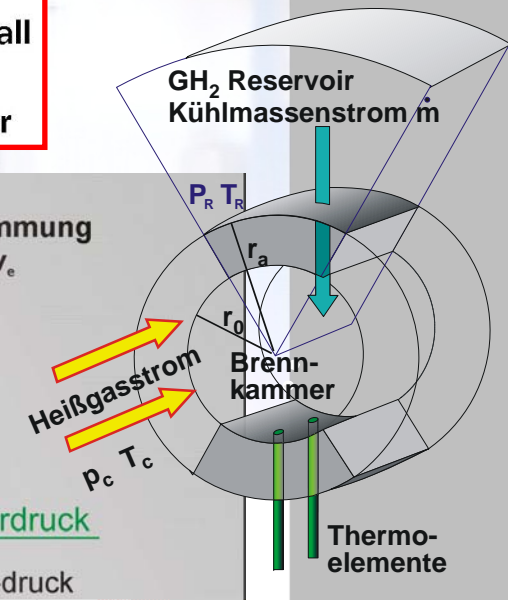
Thermodynamische Einflussgrößen zur Bestimmung
der Triebwerksaustrittsgeschwindigkeit v_e

$$v_e = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R \cdot \frac{T_c}{M} \cdot \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_c} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}$$

Brennkammertemperatur T_c

Brennkammerdruck p_c

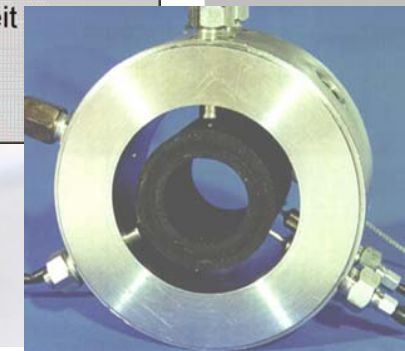
Erhöhung von Brennkammertemperatur und -druck
führen zur Erhöhung der Düsenaustrittsgeschwindigkeit



Spezifischer Impuls


$$I_{sp} = \frac{\bar{F} \cdot t_b}{m \cdot g_0} = \frac{1}{m \cdot g_0} \cdot \int_0^{t_b} F(t) dt$$

\bar{F} mittlerer Schub
 t_b Brenndauer
 m Treibstoffmasse



3. Systemtechnische Randbedingungen

Heißgas-Chemie



Reaktionen ($T > 2500 \text{ K}$)	Bestandteile	Emission
$\rightarrow 2\text{H}_2 + \text{O}_2 \rightleftharpoons 2\text{H}_2\text{O} + 483,96 \text{ kJ (1)}$	$\rightarrow \text{H}_2\text{O (64\%)}$	\rightarrow breitbandig aktiv
$\rightarrow 436 \text{ kJ} + \text{H}_2 \rightleftharpoons 2\text{H (Initiation) (2)}$	$\rightarrow \text{OH (7\%)}$	
\rightarrow Dissoziation aus (2) führt zu Kettenreaktionsmechanismus		
\rightarrow Reaktionskette	$\rightarrow \text{H}_2 (21\%)$	\rightarrow inaktiv
$\rightarrow 70 \text{ kJ} + \text{H} + \text{O}_2 \rightleftharpoons \text{HO} + \text{O (3a)}$	$\rightarrow \text{H (5,5\%)}$	\rightarrow diskret aktiv
$\rightarrow 8 \text{ kJ} + \text{O} + \text{H}_2 \rightleftharpoons \text{HO} + \text{H (3b)}$	$\rightarrow \text{O (1,1\%)}$	
$\rightarrow (2x) \text{HO} + \text{H}_2 \rightleftharpoons \text{H}_2\text{O} + \text{H} + 63 \text{ kJ (3c)}$		
\rightarrow -----		
$\rightarrow 3\text{H}_2 + \text{O}_2 \rightleftharpoons 2\text{H}_2\text{O} + 2\text{H} + 48 \text{ kJ (3)}$	$\rightarrow \text{HO}_2 (0,004\text{‰})$	\rightarrow gering vorhanden
\rightarrow Mögliche Stoppreaktion verzweigter Radikalketten	$\rightarrow \text{H}_2\text{O}_2 (0,001\text{‰})$	
$\rightarrow 2\text{H} + \text{O}_2 \rightleftharpoons \text{H}_2\text{O}_2 + 572 \text{ kJ (4)}$		

3. Systemtechnische Randbedingungen

Heißgas-Temperaturen

- Temperaturen in Abhängigkeit von Mischungsverhältnis und Druck

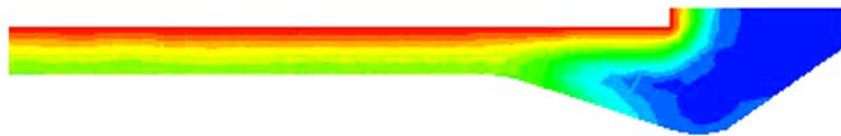
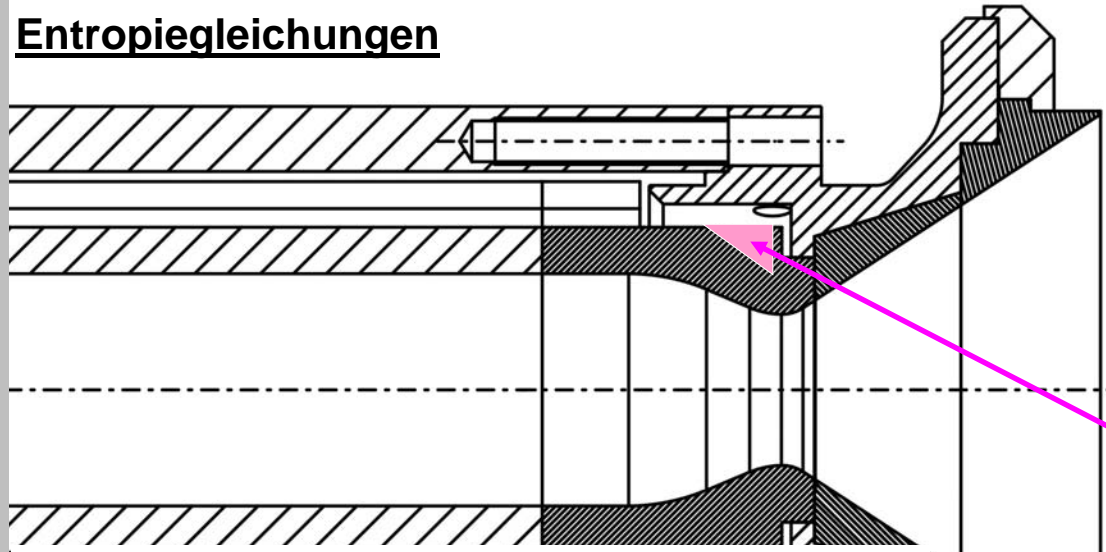
		Rof [–]					(8,0 stöch.)
		5,0	5,5	6,0	6,5	7,0	
Pc [bar]	80	3293,25	3412,01	3499,67	3559,31	3594,70	
	125	3323,43	3451,40	3547,43	3613,82	3653,78	
	200	3352,33	3490,10	3595,43	3669,65	3715,08	

Systemaspekte bei Effusionskühlung

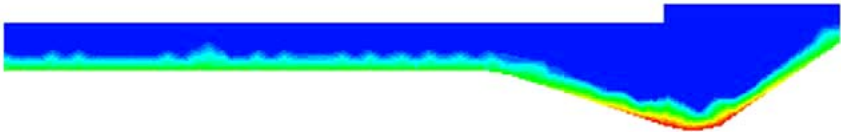
- I_{SP} ↓
- Kompensation des I_{SP} -Verlusts durch höheren p_{cc} möglich
- Lokale Einflüsse der Effusionskühlung nach TEHORA:
 - Im injektornahen Bereich ↓
 - Im Halsbereich ↑

4. Numerische Grundlagensimulationen → Prozess

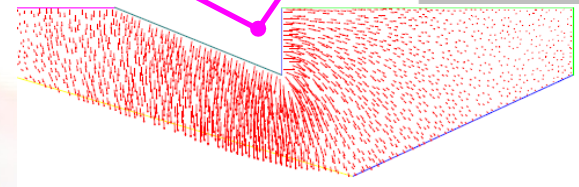
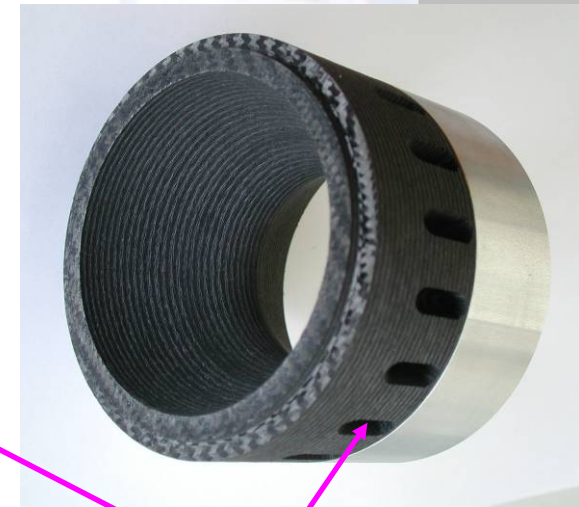
Sickerströmungs-Tool auf Basis von elementaren Entropiegleichungen



Transiente Druck- und Temperaturverteilung im C/C-Liner



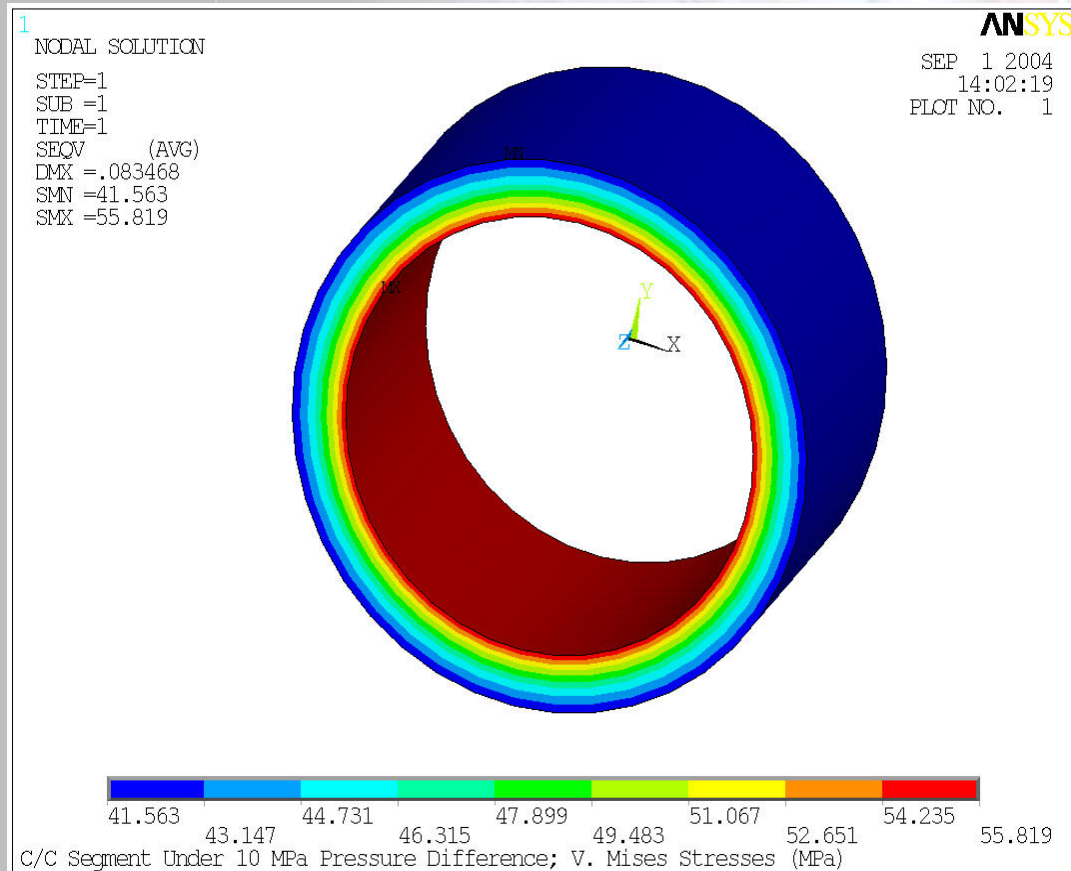
C/C Lavalsegment



Konturauslegung für
Kühlmittelverteilerkanäle
(PANDAS)

4. Numerische Grundlagensimulationen → Struktur

Belastung am C/C Innenliner



Max. Brennkammerdruck: 80 bar

Max. Wanddruckverlust: 100 bar

Wandstärke: 10 mm

Innendurchmesser: 80 mm

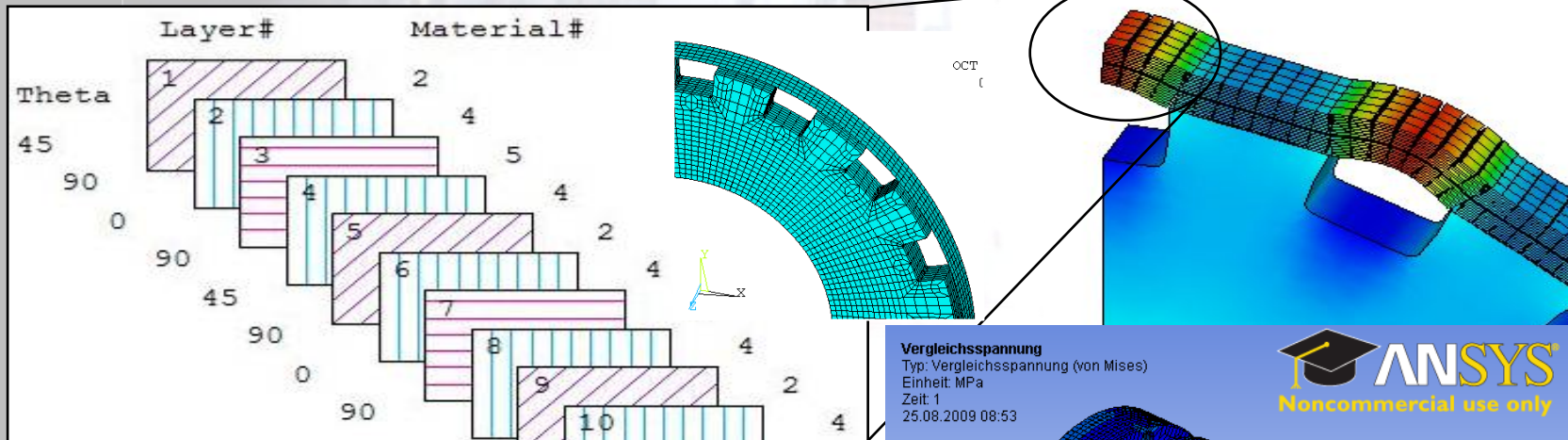
Druckfestigkeit: >80 MPa

Max. Druckspannung: 56 MPa

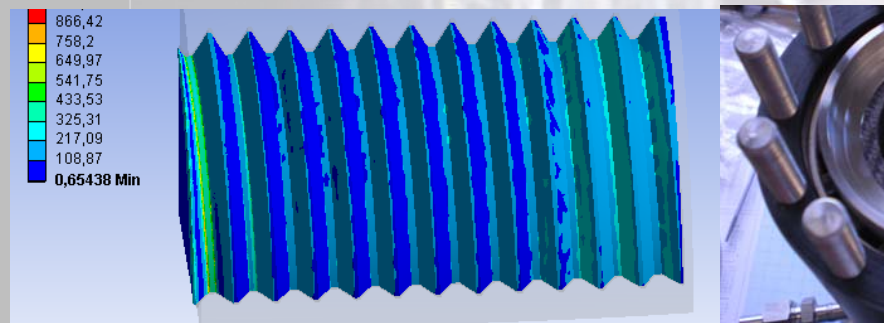
Sicherheitsfaktor: 1,4

4. Numerische Grundlagensimulationen → Struktur

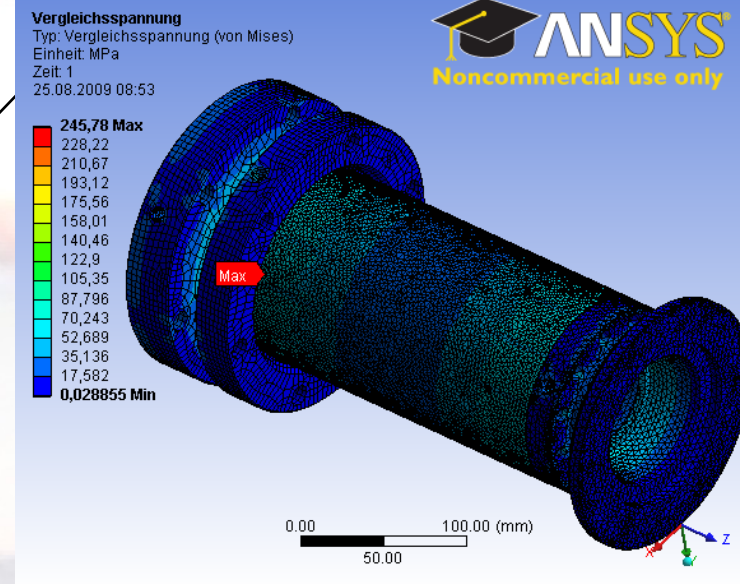
Tragmantelanalysen



CFK Tragmantelauslegung



CFK/Metall-Bolzeninterface



Integrale Brennkammerstruktur ST5

5. Experimentelle Untersuchungen

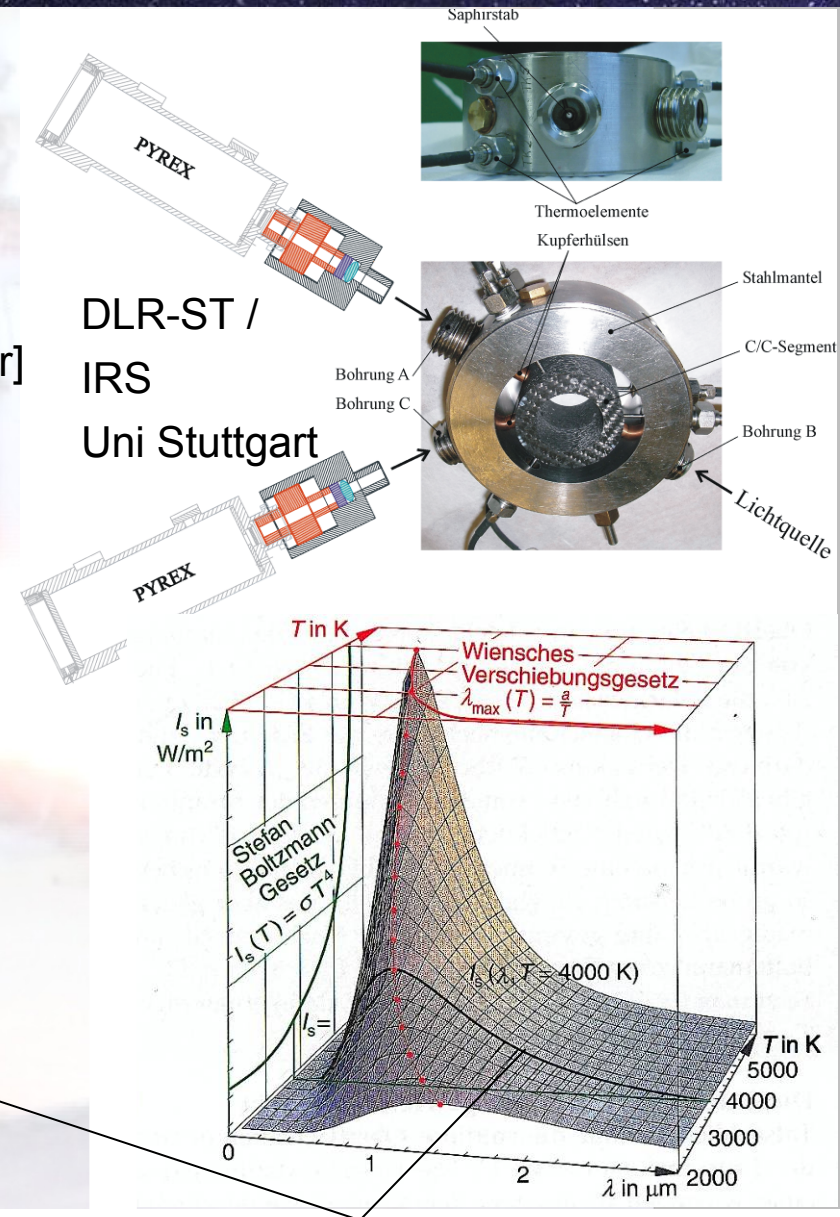
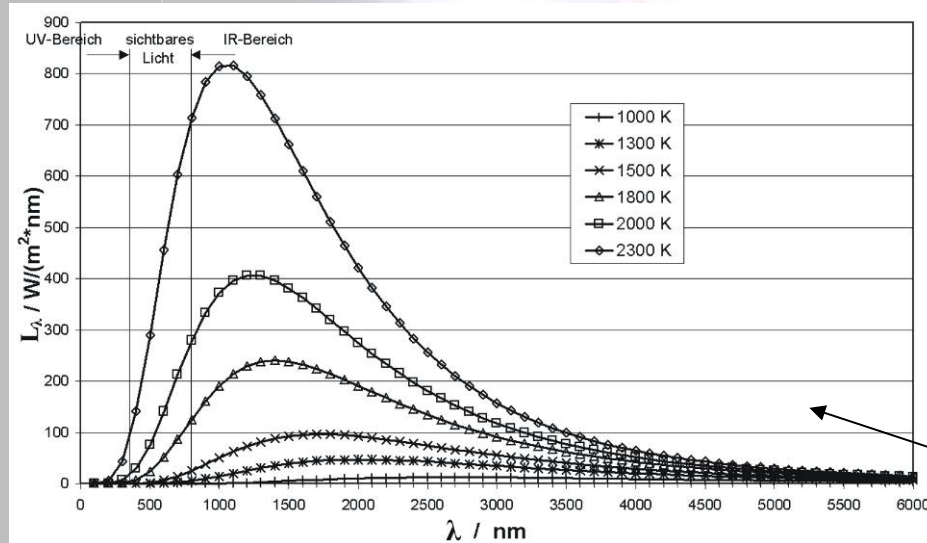
Optische Wandtemperaturmessung

- Planck'sches Strahlungsgesetz

$$I_s(\lambda, T) = \frac{2\pi hc^2}{\lambda^5 \cdot (e^{hc/kT\lambda} - 1)} \text{ [W / m}^2 \text{ nm sr]}$$
- Wien'sches Verschiebungsgesetz

$$\lambda_{\max} = 2,8978 \cdot 10^{-3} / T \text{ [m K]}$$
- Stefan-Boltzmann Gesetz

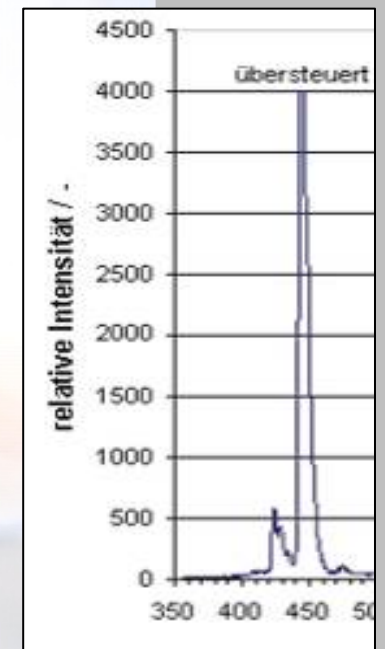
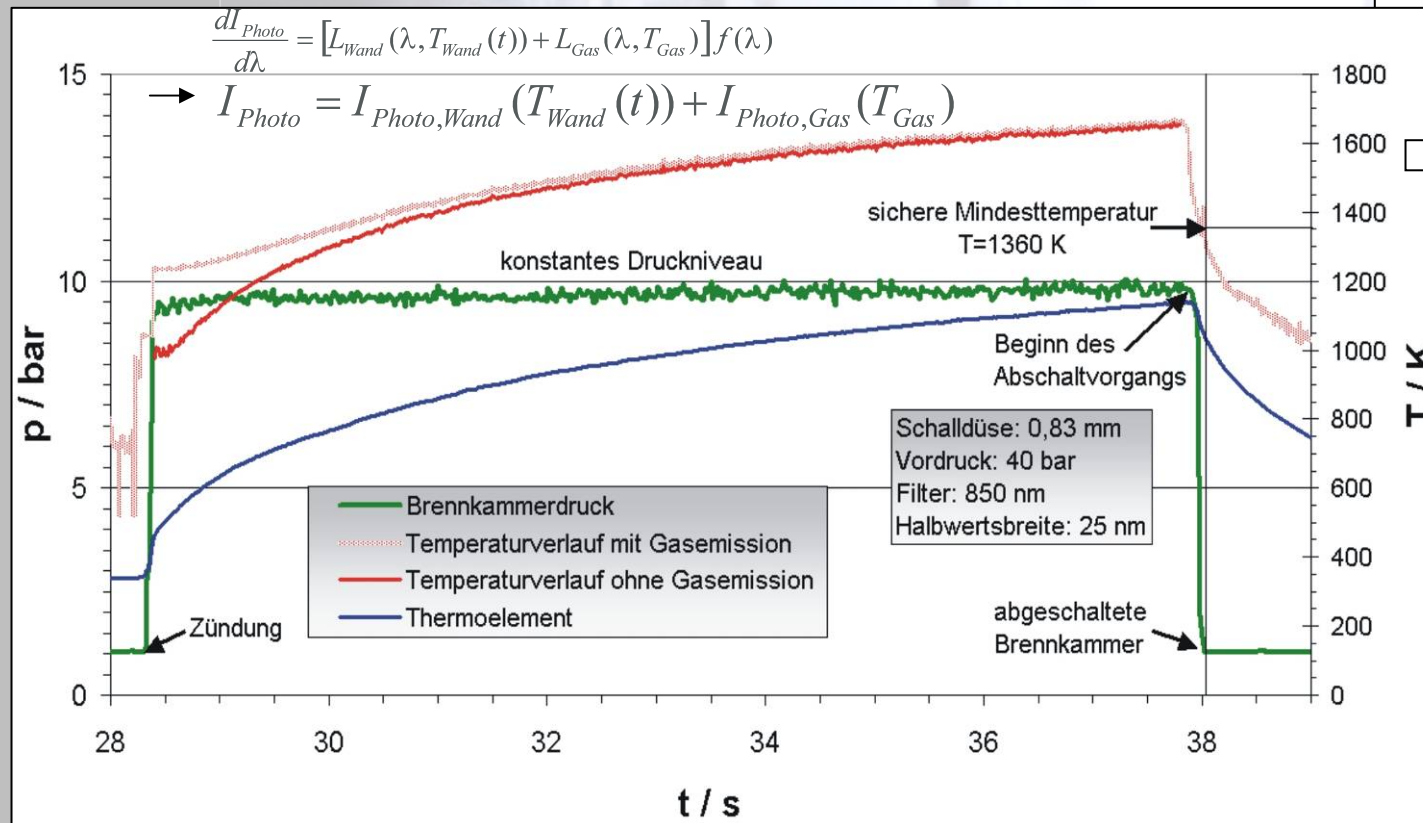
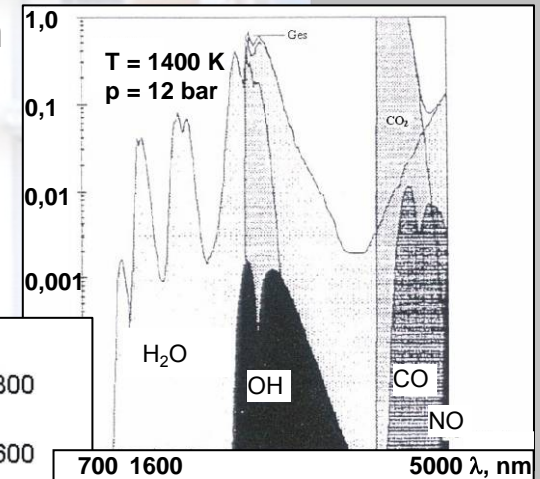
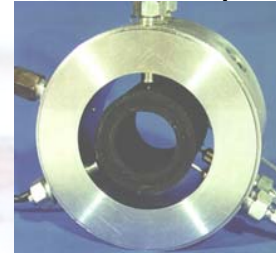
$$I_s(T) = \sigma \cdot T^4 \text{ [W / m}^2 \text{]}$$



5. Experimentelle Untersuchungen

Optische Wandtemperaturmessung an Mikrobrennkammersegmenten aus C/C

Absorption



Prozessbedingungen:

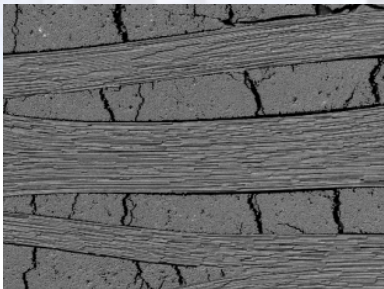
ROF: 6,5

Kühlmassenanteil: ~2 %

H_2O Emission

5. Experimentelle Untersuchungen

Materialeigenschaften von C/C als geeignetem Referenzwerkstoff

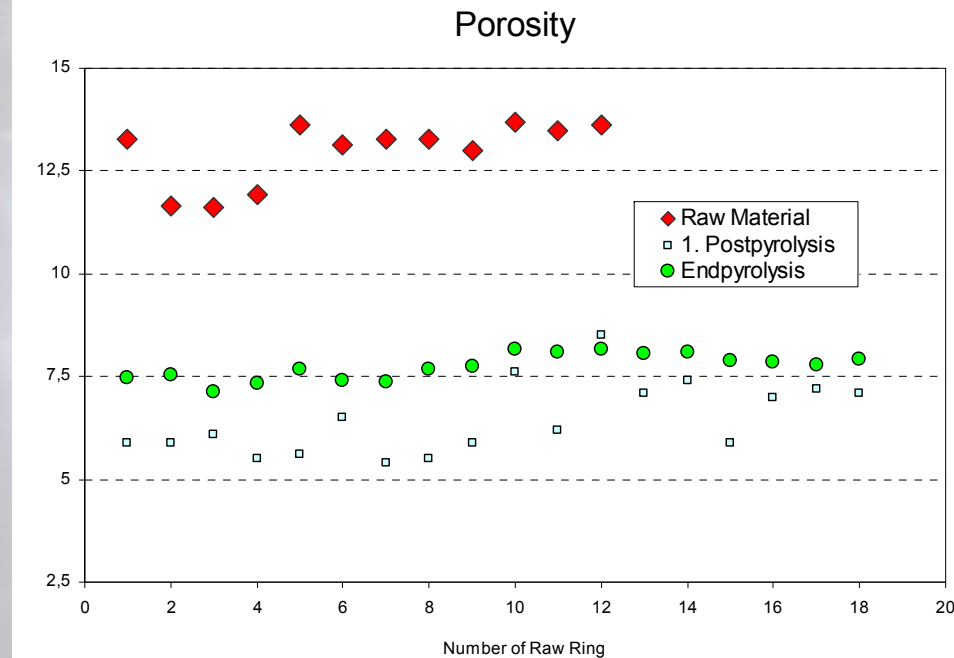
C/C Standard Configuration 				Forchheimer-Equation $\frac{\Delta p}{L} = \frac{\eta}{k_d} \cdot v + \rho \cdot k_f \cdot v^2$ $\Delta p = \frac{p_{in}^2 - p_{out}^2}{2 \cdot p_{in}}$
Fibre	HTA	ε	12 - 13 %	
Matrix	JK60	ρ	1.3 g/cm ³	
1. Pyrolysis	900 °C	k_d	$2 \cdot 10^{-13} \text{ m}^2$	
2. Pyrolysis	1650 °C	k_f	$8 \cdot 10^7 \text{ 1/m}$	

Basiseigenschaften

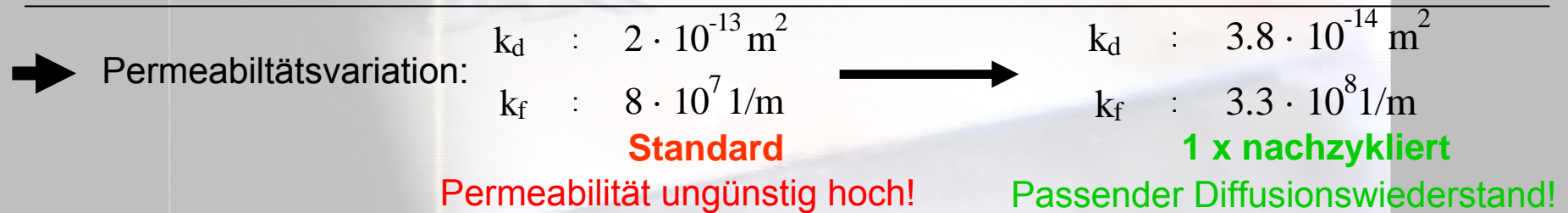
Einflussgrößen
beim Kühlmitteldurchfluss

5. Experimentelle Untersuchungen

Materialeigenschaften von C/C als geeignetem Referenzwerkstoff

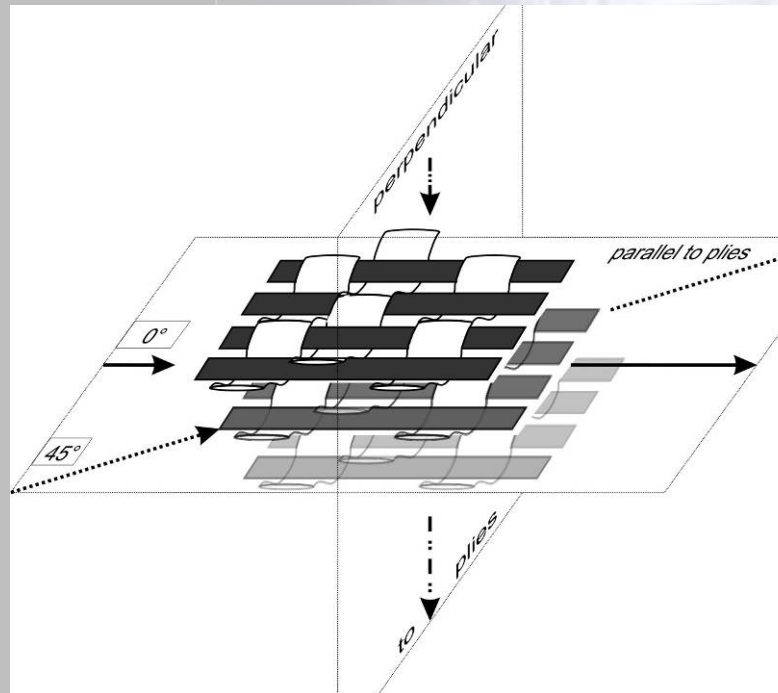


Stufige Materialzyklisierung zur Permeabilitätseinstellung



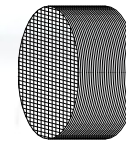
5. Experimentelle Untersuchungen

Durchströmmessungen

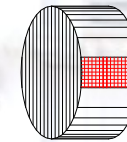


3 Charakteristische
Durchströmungsrichtungen

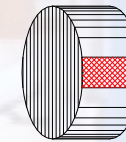
Perpendicular



0°/90°

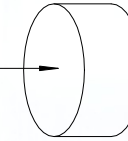


+45°/-45°

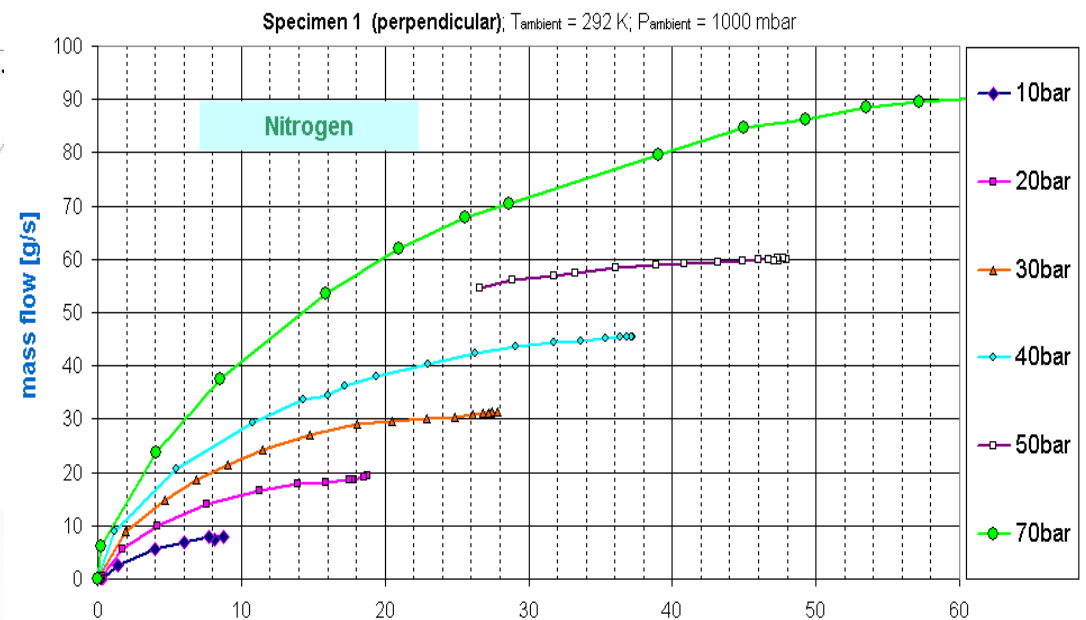


sample

flow direction



Massflow versus Pressure Difference on several supply pressure levels



Permeabilitätsmessungen



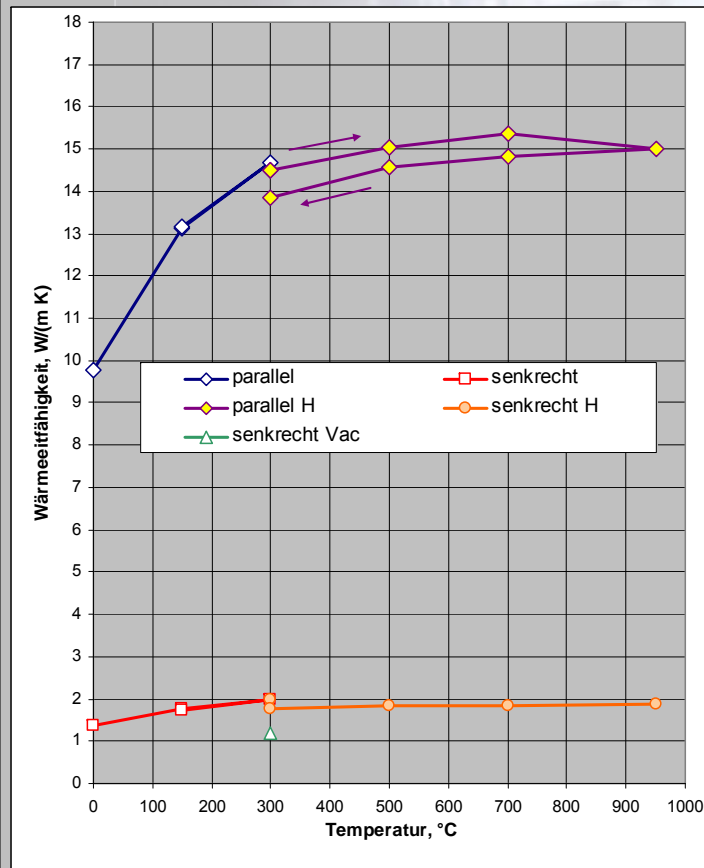
Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

5. Experimentelle Untersuchungen

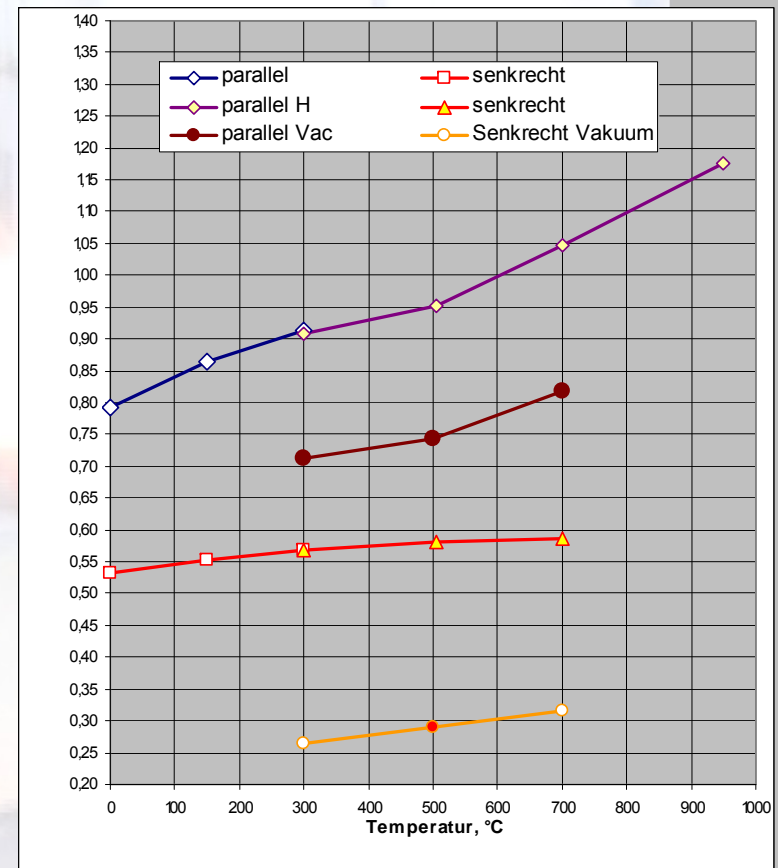
Physikalische Werkstoffeigenschaften potenzieller CMC-Klassen

Wärmeleitfähigkeiten

C/C



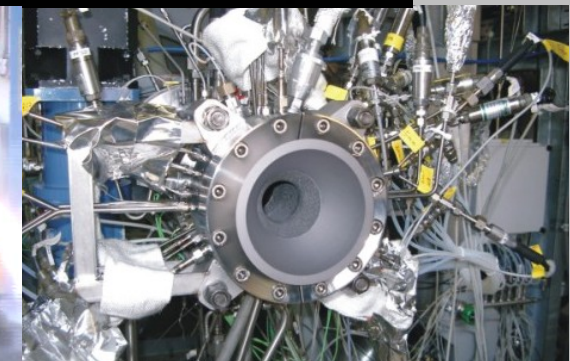
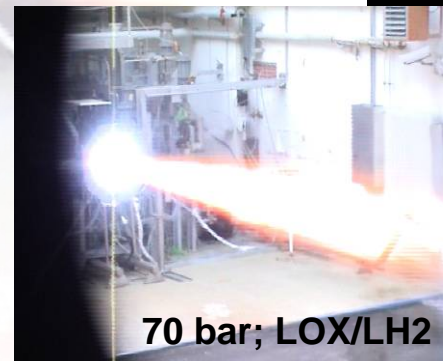
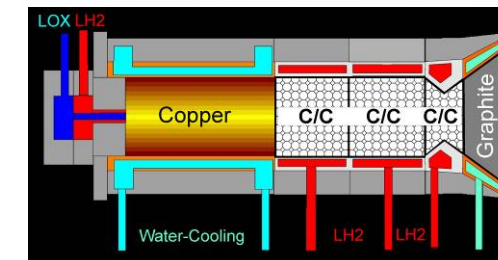
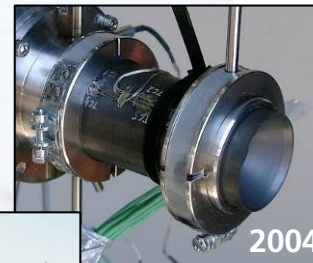
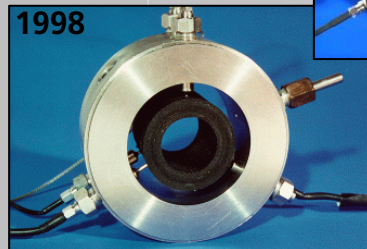
WPS Oxidkeramik



5. Experimentelle Untersuchungen

Grundagentests an Raketenprüfständen

Mikrobrennkammertests am
M3-Prüfstand des DLR
Lampoldshausen
(GOX/GH₂)



5. Experimentelle Untersuchungen

P8-Tests → 80 mm Brennkammer → 60 - 80 bar → Brenndauer 50 – 60 s



70 bars Test, 13. Jan 2005
1 C/C-Segment eingesetzt
Länge: 50 mm zylindrisch

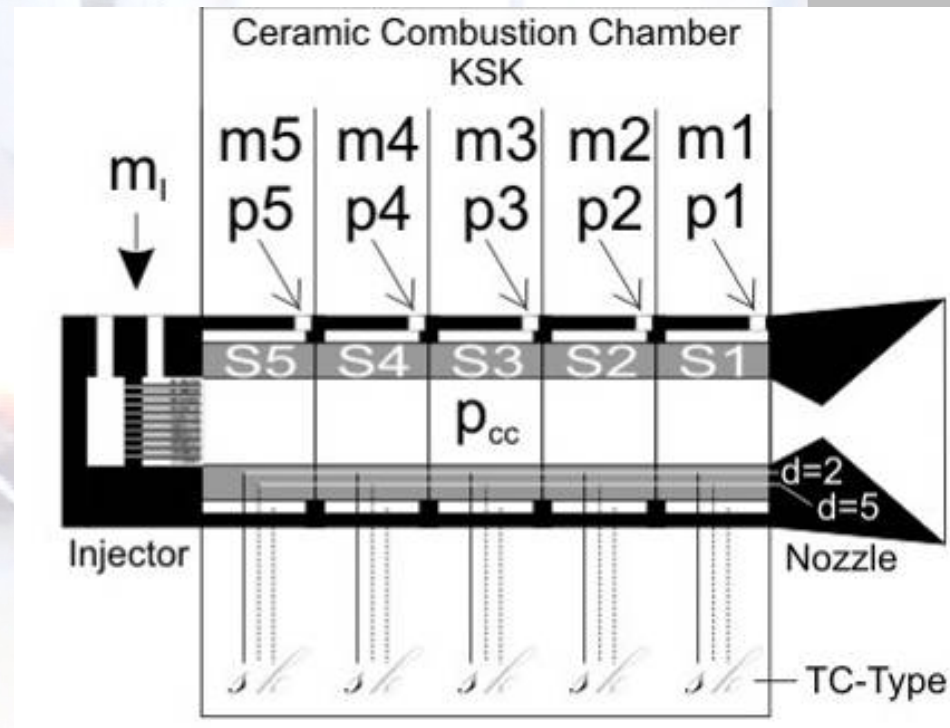
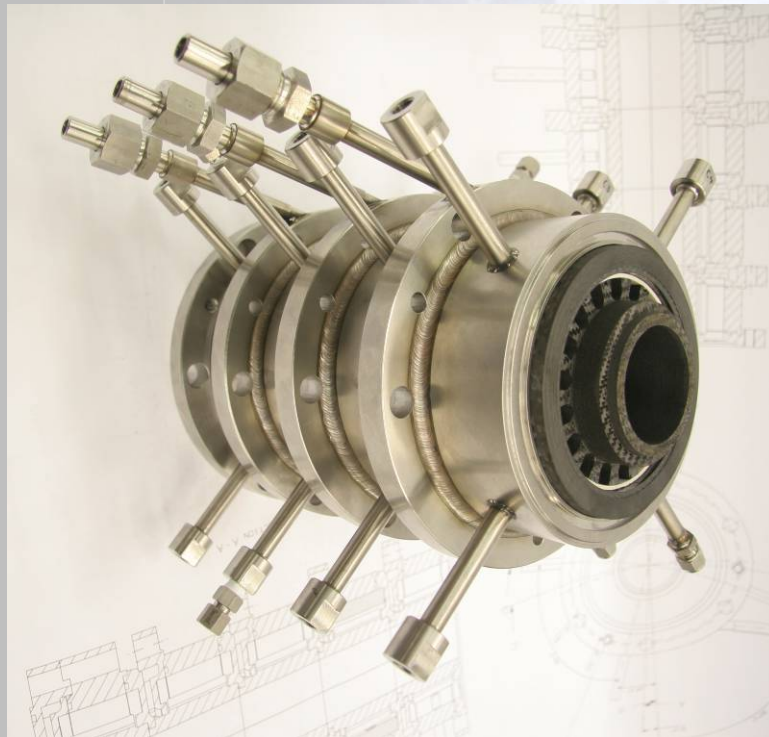


65 bar Test, 24. März 2005
Durchgängiger C/C-Liner
Länge: 100 mm zylindrisch, 80 mm Laval

5. Experimentelle Untersuchungen

Komponententests (KSK-KT) am P8 bei 90 bar Brennkammerdruck (Nov. 2008)

Fünf C/C-Ringsegmente, Kammerdurchmesser 50 mm in Kombination mit API50 (DLR-RA)



Separate Versorgungs- und Messeinrichtungen pro Segment

5. Experimentelle Untersuchungen

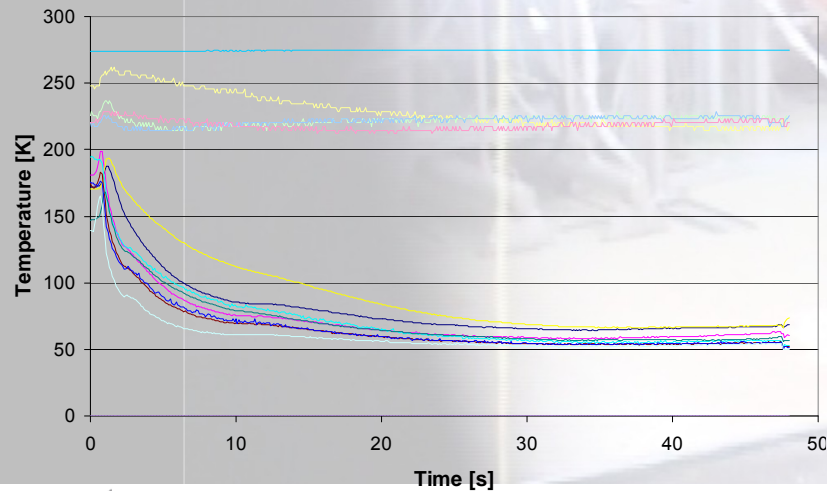
Ergebnisse Komponententests

(exemplarisch: Hotrun #3)

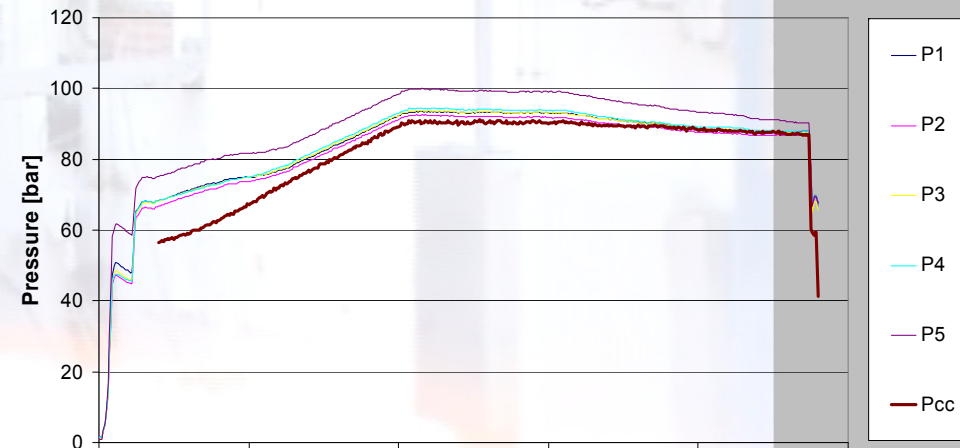
t s	m1 %	m2 %	m3 %	m4 %	m5 %	mCodant _{tot} %
25	1,4	1,7	1,7	2,6	2,6	9,9

Einzelkühlmassenanteile

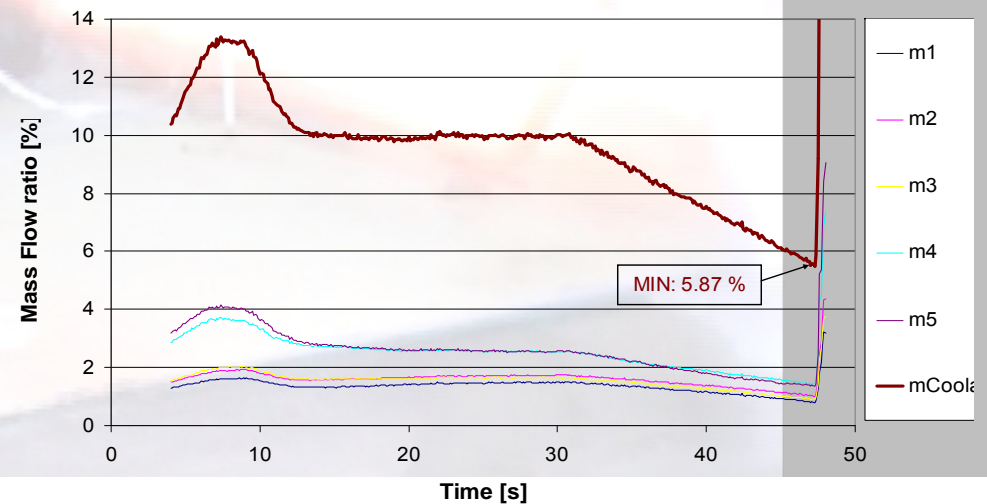
Propulsion 2010 - KSK-KT 50 mm Hardware - P8 2008
Hot Run 3 - **Temperatures** Versus **Time**



Propulsion 2010 - KSK-KT 50mm Hardware - P8 2008
Hot Run 3 - **Coolant Manifold Pressures & Chamber Pressure** Versus **Time**

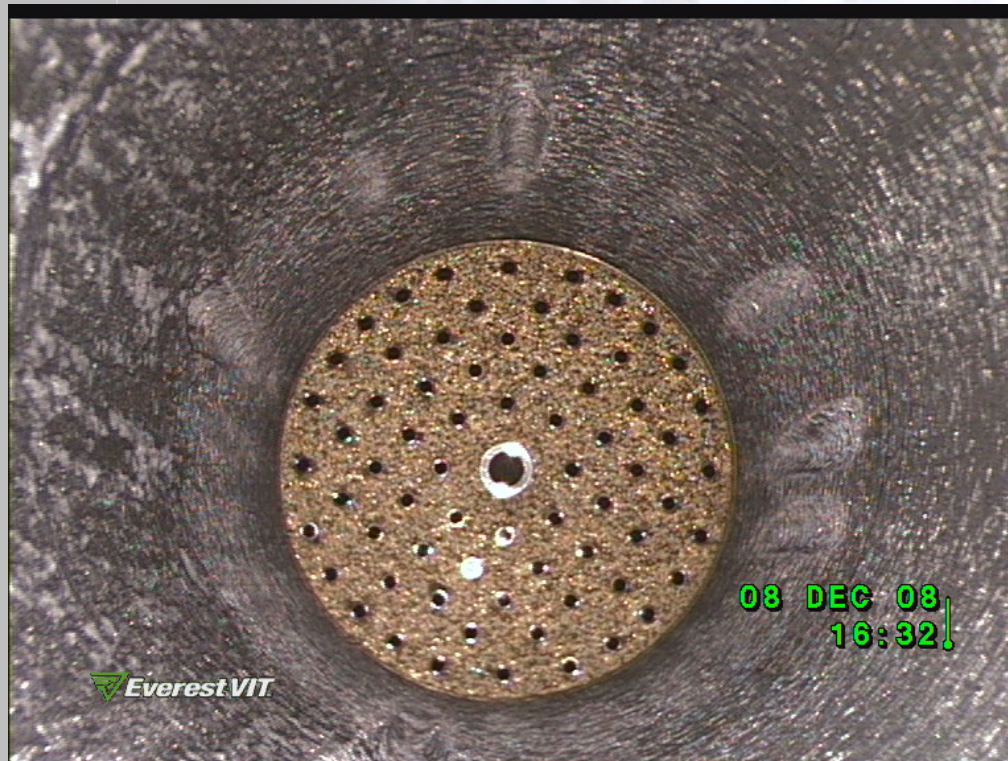


Propulsion 2010 - KSK-KT 50 mm Hardware - P8 2008
Hot Run 3 - **Coolant Mass Flow Ratio's** Versus **Time**

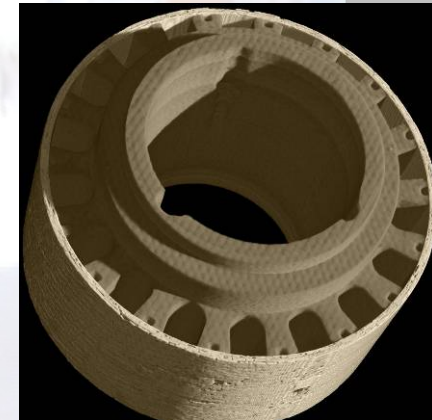


5. Experimentelle Untersuchungen

Ergebnisse Komponententests KSK-KT



Thermochemische und strömungsmechanische Wechselwirkungen



- Angriffsspuren im LOX-Post-Nachlauf
- Ca.-Länge: 50 mm
- Tiefe: bis zu 5 mm

5. Experimentelle Untersuchungen

Untersuchung der Heißgasresistenz verschiedener CMC's am M3



Whipox nach
Anströmung
senkrecht zu
Faserlagen
bei 1800 K



30 mm Mikro-
Versuchsbrennkammer mit
diametralem Probenhalter

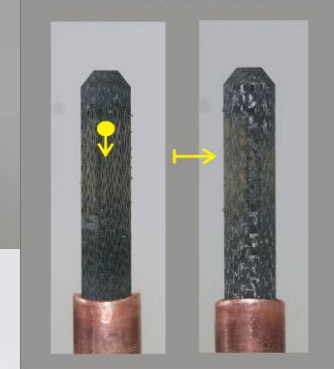
C/C



AVA-Z-ISC



C/C-SiC 2200 K
de-siliconized



Heißgasatmosphäre mit
hohem Wasserstoffanteil,
d.h. Mischungsverhältnis
von Oxidator und
Brennstoff (ROF) < 2,2

Temperaturspektrum

1350 K < T < 1800 K Whipox

1350 K < T < 2200 K AVA-Z

1350 K < T < 2700 K C/C

1350 K < T < 2700 K C/C-SiC

5. Experimentelle Untersuchungen

Kerosintests mit Oxidkeramik am LFA-Prüfstand, TUM



Segmentiertes
DLR/WPS-CMC

Aufnahme
nach dem Ausbau

Segment: $\varnothing = 1,5$ inch; $l = 95$ mm
7 Einzelringe

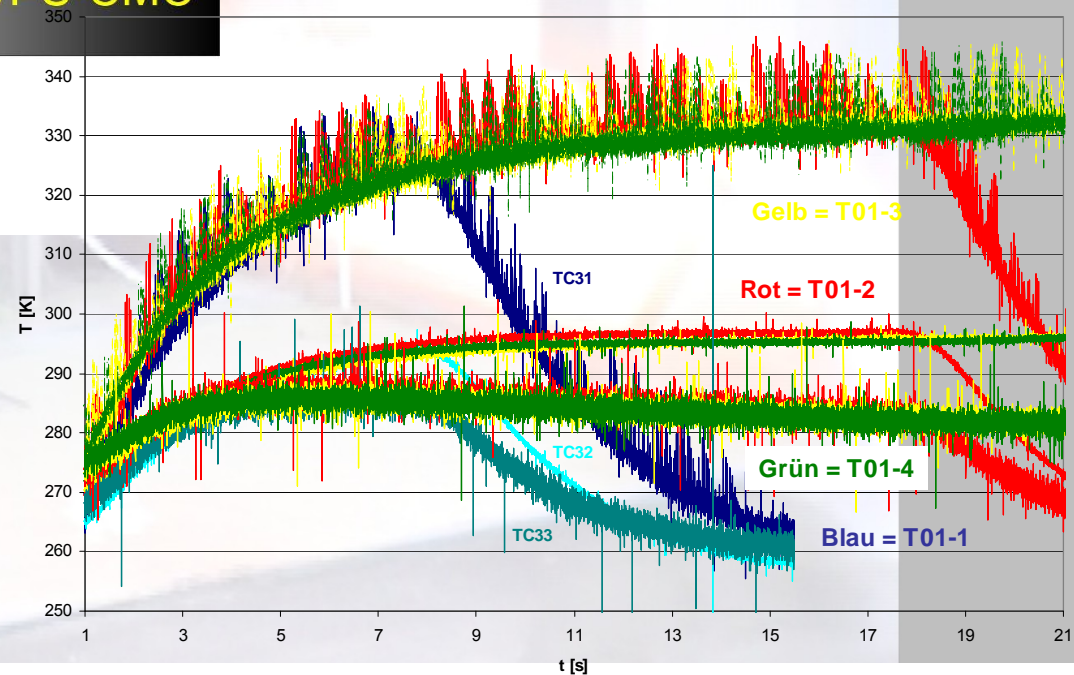
Betriebsstoffe:

Brennstoff: Kerosin
Oxidator: GOX
Kühlmedium: GN2

Testdaten (ROF ca. 3,3):

05s	10 bar
15s	10 bar
30s	10 bar
60s	10 bar
10s	20 bar

WPS-Tests DLR T01 Nr. 1 - 4
Temperaturvergleich



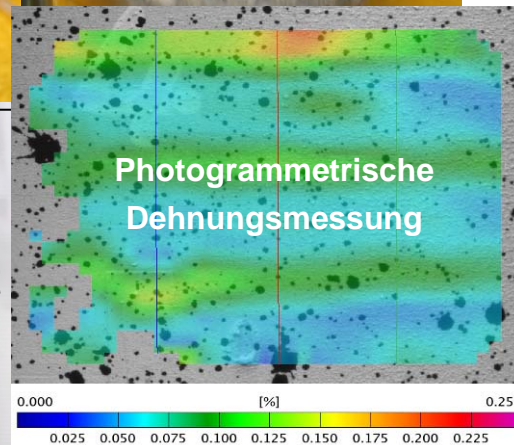
5. Experimentelle Untersuchungen

Strukturelle Vor-Test-Verifikationen am Tragmantel



Belastungstests:

- Zugtests bis 26 t
 - Ambient
 - kryogen
- Innendruck bis 200 bar

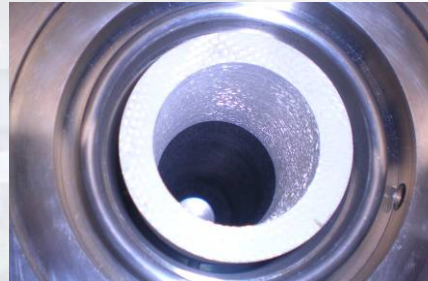


Leckage-Tests:

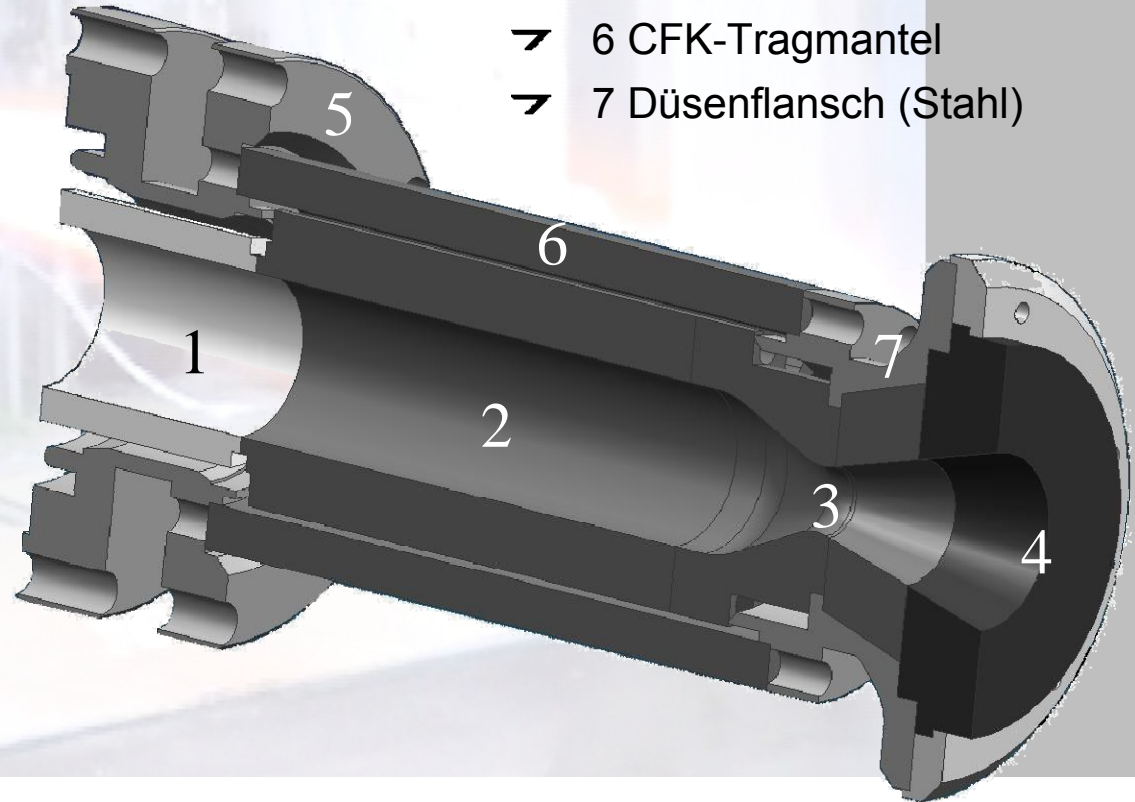
- Zugtests 10^{-4} mbar l/s (6 bar He)
- Vielfache Messungen vor und nach Belastung

6. Umsetzung einer integralen Faserverbundbrennkammer im DLR

Integrierter Faserverbund- Demonstrator KSK-ST5 (50 mm)



- 1 Oxidisches CMC*
- 2 Innenliner (C/C)*
- 3 C/C Düse*
- 4 C/C Düsenerweiterung**
- 5 Injektorflansch (Stahl)
- 6 CFK-Tragmantel
- 7 Düsenflansch (Stahl)

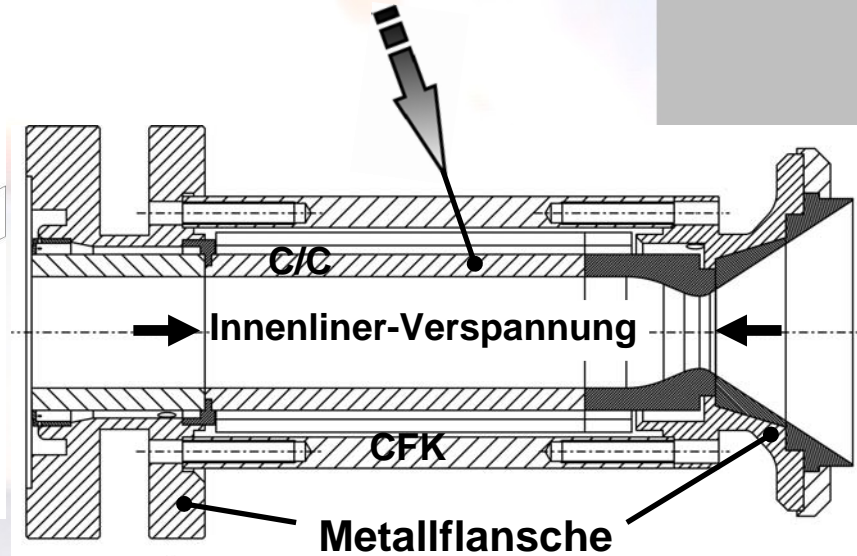
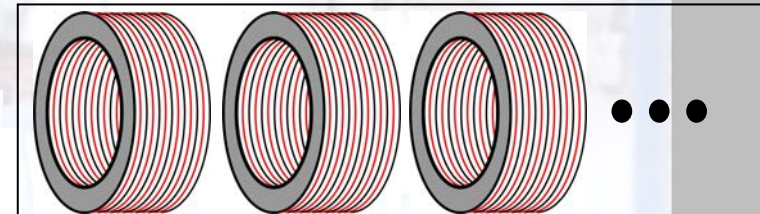
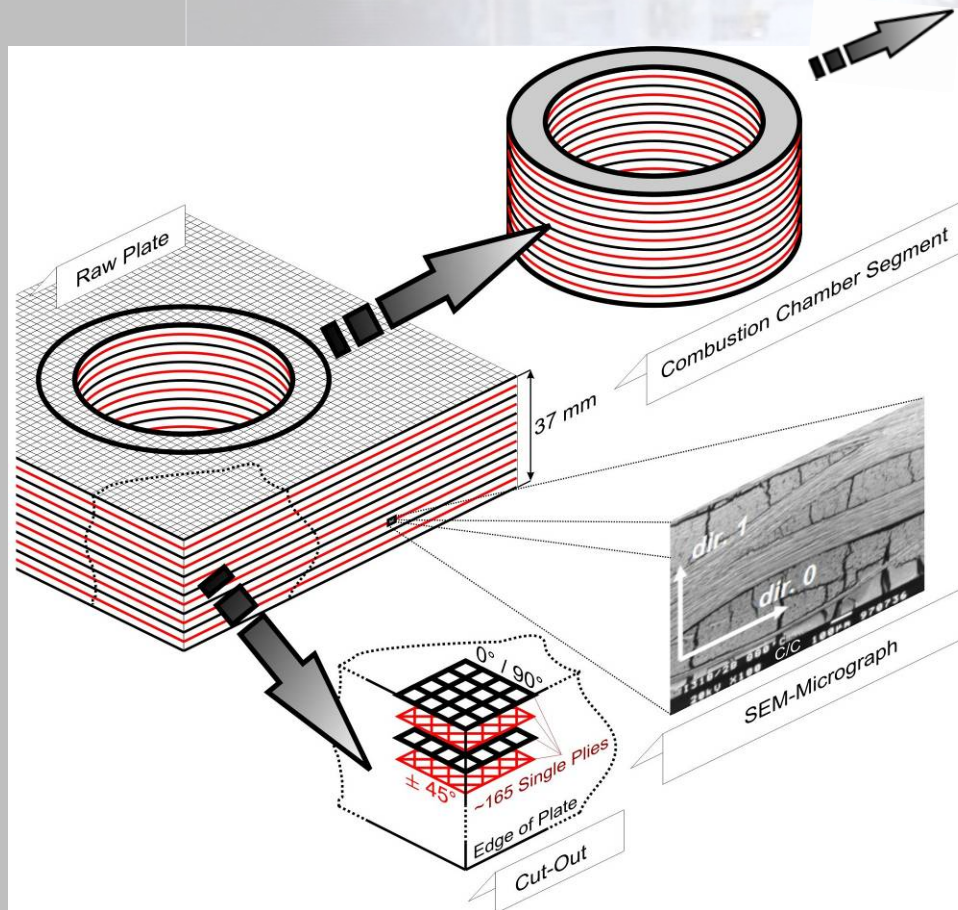


* - Effusionsgekühlt

** - Strahlungsgekühlt

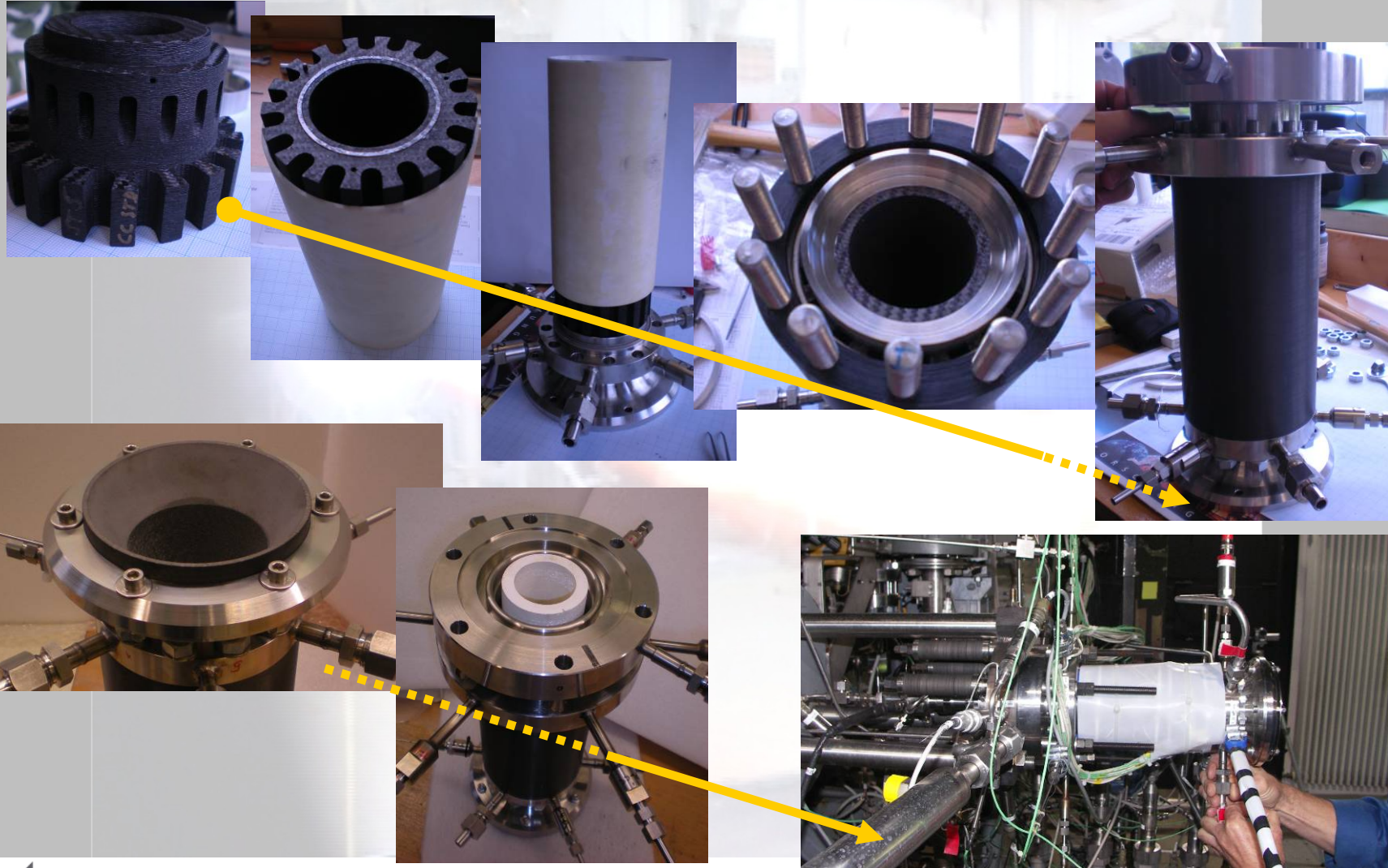
6. Umsetzung einer integralen Faserverbundbrennkammer im DLR

Aufbau der integrierten Brennkammer



6. Umsetzung einer integralen Faserverbundbrennkammer im DLR

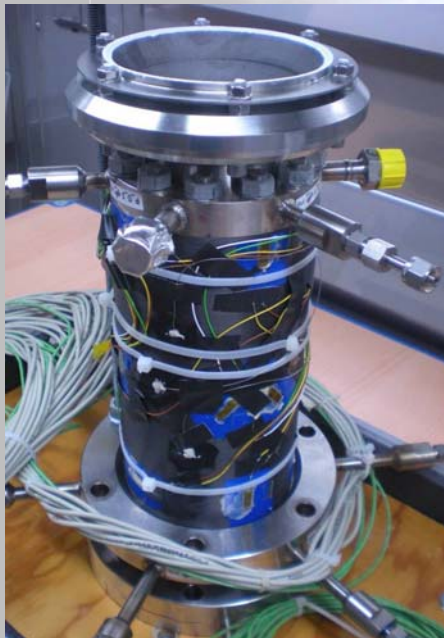
Montage – ST5



6. Umsetzung einer integralen Faserverbundbrennkammer im DLR

P8 Heißgastests (LOX / LH2) - KSK-ST5-Kampagne zur Strukturverifikation (6 / 2010)

**Abschließender 120 s – Test
ohne Zeichen von Materialangriff**



Brennkammerdruck: 55 bar / Kühlmassenanteil: 13% / insges. 13 Kryozyklen

7. Zusammenfassung

- Systemtechnisches Potenzial für den Einsatz von CMC's in effusiv gekühlten Raketenbrennkammern ist vorhanden
- Das vom DLR gewählte, vereinfachte und entkoppelte Bauweisenkonzept erscheint betriebs-, lebensdauer- und kosteneffizient
- Die Faserverbundtechnologie sowohl beim Innenliner als auch beim Tragmantel besitzt strukturell und prozesstechnisch günstige Eigenschaften
- Die Werkstoffanpassung vor allem im Innenlinerbereich geht weiter
- Messtechnische Verfahren sollen verfeinert werden

8. Ausblick

Aktuelle Fragestellungen

- Wo sind die thermischen und kühltechnischen Limits des CMC-Liners?
- Ist die Durchströmung ausreichend homogen?

Lösungsansätze

- Aufbau eines Durchströmmessstands
 - Oberflächen-Ausströmmessungen an Werkstoff- und Komponentenproben
- P6.1 Tests zu Materialfragen
- Dissertation zur Thermochemie am Innenliner
- Gekoppelte Strömungsanalyse



Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit!



Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.
in der Helmholtz-Gemeinschaft

Antriebskolloquium DLR-Stuttgart, 26.10.2010 – M. Ortelt,
Perspektiven von Faserverbundwerkstoffen in effusiv gekühlten Raketenantrieben - Folie 33